

Original Research Paper

Investigation of the Role of Convective Heat Transfer Coefficient Distribution in the Optimization of Internal Cooling Passages of a Gas Turbine Blade

Amin Valizadeh Pasha^{1*}, Seyed Salman Nourazara², and Hamed Safikhani³ 

1, 2. Faculty of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

3. Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Arak University, Arak, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 11 February 2026

Revised 27 February 2026

Accepted 12 May 2026

Available Online 31 May 2026

Keywords:

Cooling channel geometry optimization

Gas turbine blade

External convective heat transfer coefficient

Taguchi algorithm

Convective heat transfer

ABSTRACT

In this study, the geometry of internal cooling passages in a gas turbine blade is redesigned and optimized with the aim of reducing the maximum surface temperature. A three-dimensional coupled flow and heat-transfer model is solved in STAR-CCM+. To reduce computational cost, a hybrid approach combining single-variable optimization and the Taguchi method is used to determine the number, location, and diameter of the cooling holes, subject to non-interference constraints and a constant total coolant mass flow rate. The boundary conditions for the hot-gas and coolant streams are selected based on the experiments of Hilton et al. [24], and the Reynolds number is defined consistently with those laboratory conditions. Specifically, the external-flow boundary conditions are tuned to the experimental dataset in [24], with an inlet Mach number of approximately 0.16 and an inlet Reynolds number in the range $(3.4\text{--}6.4) \times 10^5$, defined based on the axial chord and the true chord, respectively, in the validation dataset. The results show that increasing the number of holes from one to ten reduces the maximum surface temperature from 811.3 to 728.9K; however, the marginal temperature reduction decreases noticeably beyond six holes. Accordingly, a six-hole configuration is proposed as an industrially practical option, providing a 65 K reduction relative to the baseline case, improved thermal uniformity, and a more balanced coolant distribution. In addition, the external convective heat-transfer coefficient map over the blade surface is extracted and validated against experimental data, and then used to place holes more effectively in regions of high heat transfer.

* Corresponding Author's E-mail: drvalizadesamakosh@gmail.com

How to Cite this Article:

A. Valizadeh Pasha, S. S. Nourazara, and H. Safikhani, "Investigation of the role of convective heat transfer coefficient distribution in the optimization of internal cooling passages of a gas turbine blade," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 10, no. 3, pp. 1-16, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.10.3.1>.



COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)





بررسی نقش توزیع ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در بهینه‌سازی مجاری خنک‌کاری داخلی تیغه توربین گاز

امین ولی‌زاده پاشا^۱، سیدسلیمان نورآذر^{۲*}، و حامد صفی‌خانی^۳ 

۱- دانشجوی دکترا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۳- دانشیار، دانشگاه مهندسی، دانشگاه اراک، اراک، ایران

چکیده

در این مقاله، بازطراحی و بهینه‌سازی هندسه مجاری خنک‌کننده داخلی تیغه توربین گاز با هدف کاهش بیشینه دمای سطح تیغه انجام شده است. مدل سه‌بعدی جریان و انتقال حرارت کوپل شده در نرم‌افزار Star-CCM+ حل شده و برای کاهش هزینه محاسباتی، از ترکیب بهینه‌سازی تک‌متغیره و الگوریتم تاگوچی جهت تعیین تعداد، مکان و قطر سوراخ‌ها با رعایت قیود عدم تداخل و ثابت نگه‌داشتن دبی کل استفاده شده است. شرایط مرزی جریان گاز داغ و خنک‌کننده مطابق آزمایش‌های مرجع هیلتون و همکاران [۲۴] انتخاب شده و عدد رینولدز متناظر با همان شرایط آزمایشگاهی تعریف می‌شود. شایان ذکر است که شرایط مرزی جریان خارجی مطابق داده‌های تجربی مرجع [۲۴] تنظیم شد؛ به‌طوری‌که عدد ماخ ورودی در حدود ۰/۱۶ و عدد رینولدز ورودی در بازه $5 \times 10^4 \times (6/4 - 3/4)$ به‌ترتیب بر مبنای وتر محوری و وتر حقیقی در مجموعه داده اعتبارسنجی در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد با افزایش تعداد سوراخ‌ها از یک تا ده، بیشینه دمای سطح از ۸۱۱/۳ به ۷۲۸/۹ کلین کاهش می‌یابد، اما نرخ کاهش پس از شش سوراخ به‌طور محسوسی کاهش می‌یابد. بر این اساس، پیکربندی شش سوراخ با کاهش ۶۵ کلونی نسبت به حالت پایه، یکنواختی حرارتی بالاتر و دبی متعادل‌تر به‌عنوان گزینه صنعتی پیشنهادی معرفی شد. همچنین نقشه ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی روی سطح تیغه استخراج و با داده‌های تجربی اعتبارسنجی و از آن برای مکان‌یابی مؤثر سوراخ‌ها در نواحی انتقال حرارت بالا استفاده شد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۹ بهمن ۱۴۰۴

بازنگری ۰۸ اسفند ۱۴۰۴

پذیرش ۲۲ اردیبهشت ۱۴۰۵

اولین انتشار ۱۰ خرداد ۱۴۰۵

واژه‌های کلیدی:

بهینه‌سازی هندسه مجاری خنک‌کننده

تیغه توربین گاز

ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی

الگوریتم تاگوچی

انتقال حرارت جابه‌جایی

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: drvalizadesamakosh@gmail.com

How to Cite this Article:

A. Valizadeh Pasha, S. S. Nourazara, and H. Safikhani, "Investigation of the role of convective heat transfer coefficient distribution in the optimization of internal cooling passages of a gas turbine blade," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 10, no. 3, pp. 1-16, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.10.3.1>.



COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



۱. مقدمه

لی و همکاران [۱] به بررسی روش طراحی چند رشته‌ای برای بهبود عملکرد تیغه‌های خنک شده توربین پرداختند. روش تحقیق آن‌ها شامل ادغام ماژول‌های محاسباتی حرارتی و آیرودینامیکی در یک پلتفرم بهینه‌سازی چند هدفه بود که ابزار محاسبه شبکه لوله یک‌بعدی برای ارزیابی سریع عملکرد انتقال حرارت و ارائه شرایط مرزی واقعی ورودی سوراخ‌های فیلم به‌کار گرفته شد. بهینه‌سازی روی تیغه توربین فشار بالا انجام شد و جبهه پارتو به‌دست آمد که رابطه محدودکننده بین کارایی آیرودینامیکی و عملکرد انتقال حرارت را نشان داد. مهم‌ترین نتایج شامل بهبود ۰/۲۰۱۵ درصدی کارایی آیرودینامیکی در حالت بهینه‌سازی اول و کاهش ۷/۶۱ درصدی بیشینه دمای سطح تیغه در حالت سوم نسبت به نمونه اولیه بود، در حالی که دبی جرم جریان اصلی در تمام حالات کمتر از ۰/۰۵ درصد تغییر کرد. ژو و همکاران [۲] به بررسی طراحی بهینه ساختار شبکه‌ای در کانال خنک‌کننده داخلی تیغه توربین گاز با نسبت منظر متغیر پرداختند. روش تحقیق شامل ساخت کانال‌های خنک‌کننده با دیواره نازک، قرار دادن ردیف ساده‌ای از هسته‌های ساختار شبکه‌ای به‌عنوان درج یا آشفته‌ساز، برقراری روابط بین متغیرهای هندسی (ارتفاع، قطر و زاویه تمایل) و اهداف شامل فرکانس طبیعی مرتبه اول، مدول الاستیک معادل، چگالی نسبی و عدد ناسلت برای ساختارهای شبکه‌ای هرمی و کاگومه، و استفاده از پلتفرم آی‌سایت برای مدل بهینه‌سازی یکپارچه بود. دو مسئله بهینه‌سازی حل شد و نتایج نشان داد که عدد ناسلت و فرکانس طبیعی بیشترین حساسیت کلی را داشتند؛ ساختار بهینه اول عدد ناسلت و مدول الاستیک را به ترتیب ۲۴/۱ و ۲۹/۸ درصد افزایش و چگالی نسبی را ۷۱ درصد کاهش داد، در حالی که ساختار بهینه دوم این مقادیر را ۳۰/۸ و ۴۵/۲ درصد افزایش داد اما فرکانس طبیعی در هر دو ۲۷/۹ و ۱۹/۳ درصد کاهش یافت.

لئو و همکاران [۳] به بررسی بهینه‌سازی پروفیل تیغه و ساختار خنک‌کننده در یک مرحله توربین گاز با در نظر گرفتن آیرودینامیک و انتقال حرارت پرداختند. روش تحقیق شامل طراحی پروفیل آیرودینامیکی با سه بخش، ساختار خنک‌کننده با گذرگاه ماریچ، کانال عرضی دم و شکاف‌های لبه فرار، ساخت پلتفرم بهینه‌سازی با کد داخلی مبتنی بر متلب برای پارامتری‌سازی ساختار خنک‌کننده، تولید خودکار شبکه، برنامه پارامتری پروفیل تیغه در فورترین، نرم‌افزار آی‌سایت و انسیس - سی‌اف‌ایکس، و بهینه‌سازی چند هدفه با متغیرهایی مانند زاویه جریان ورودی، زاویه نصب و زاویه پس از گوشه پرها و موقعیت دیواره جداکننده بود. نتایج جبهه پارتو نشان داد که حالتی بهینه برای کارایی آیرودینامیکی، ضریب دمای بالا و افت فشار وجود دارد. ژائو و همکاران

[۴] به بررسی طراحی ساختار خنک‌کننده تیغه توربین گاز با استفاده از پلتفرم طراحی چند سطحی کارآمد پرداختند. روش تحقیق شامل تقسیم فرآیند به طراحی شماتیک و دقیق، ارزیابی اولیه ساختارهای خنک‌کننده با محاسبات شبکه لوله و هدایت حرارت، تحلیل جریان و انتقال حرارت ساختارهای اصلاح شده با روش سه‌بعدی انتقال حرارت کوپل‌شده، و ارائه ساختار توپولوژیکی، دبی جرم، توزیع فشار، ضریب انتقال حرارت و توزیع دما بود. نتایج نشان داد که نتایج طراحی شماتیک مبتنی بر روش یک‌بعدی به سه‌بعدی با نتایج طراحی دقیق همخوانی خوبی دارد؛ گذرگاه ماریچ پنج مرحله‌ای با ورودی تک خنک‌کننده جریان کم در لبه فرار ایجاد می‌کند اما کانال راست‌گوشه و ماریچ سه مرحله‌ای جریان را منطقی توزیع و گرادین حرارتی سطح را کاهش می‌دهد؛ ساختار بهینه الزامات را برآورده کرد و دمای میانگین تیغه بیش از ۵۳۰ کلوین نسبت به تیغه بدون خنک‌کننده کاهش یافت.

فراهانی و همکاران [۵] به بررسی افزایش عملکرد تولید توان توربین گاز در شرایط دمای محیط گرم از طریق بهینه‌سازی طراحی کمپرسور محوری پرداختند. روش تحقیق شامل توسعه ابزار بهینه‌سازی داخلی با الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی مصنوعی برای تعیین زوایای بازتنظیم بهینه استاتور، کوپلینگ اولیه با حل‌کننده خط میانگین و سپس مدل جریان عبوری، تحلیل سه‌بعدی سیالات محاسباتی، اعمال تکنیک‌های خمیدگی انتهایی و لبه حمله بیضوی برای حفظ کارایی و پایداری، تحلیل ساختاری و ساخت و آزمایش کمپرسورهای طراحی شده در دو سایت در ایران بود. نتایج نشان داد که داده‌های اندازه‌گیری شده با پیش‌بینی‌های عددی همخوانی نزدیکی دارد و توان خروجی توربین گاز در شرایط گرم ۷/۰ تا ۸/۰ درصد افزایش یافت در حالی که کارایی و پایداری حفظ شد؛ کمپرسور ارتقایافته حتی در دمای پایین‌تر مانند ۱۵ درجه سانتی‌گراد عملکرد بهتری نشان داد. هو و همکاران [۶] به بررسی بهینه‌سازی خنک‌کاری لبه فرار تیغه توربین با استفاده از هندسه‌های خودسازمان‌یافته و رویکردهای چند هدفه پرداختند. روش تحقیق شامل پیشنهاد روش طراحی مولد با معادلات خودسازمان‌دهی برای پارامتری‌سازی توپولوژی کانال‌های گوه‌ای در ناحیه لبه فرار به‌جای ساختارهای پین-فن سنتی، و بهینه‌سازی پارامترهای توپولوژیکی با رویکرد بیزی چند هدفه برای بهبود پنج هدف طراحی بود. مقایسه عملکرد بین ساختارهای خودسازمان‌یافته و پین-فن نشان داد که ساختار انتخاب شده عدد ناسلت کل را ۴۳ درصد افزایش و واریانس عدد ناسلت محلی را ۳۷ درصد کاهش داد در حالی که افت فشار یکسان بود؛ بهبود عملکرد به توزیع منطقی‌تر جریان توسط الگوریتم طراحی مولد نسبت داده شد.

روان و همکاران [۷] به بررسی طراحی بهینه و تحقیق تجربی عملکرد خنک‌کاری ساختار شبکه‌ای یو-شکل با سوراخ‌کاری برای تیغه

توربین گاز پرداختند. روش تحقیق شامل پیشنهاد ساختار شبکه‌ای جدید با زیرکانال یو- شکل و سوراخ کاری روی دیواره‌ها، شبیه‌سازی عددی، روش بهینه‌سازی و آزمایش تجربی برای بررسی ویژگی‌های انتقال حرارت و جریان سیال، بهینه‌سازی مبتنی بر مدل تقریبی سطح پاسخ و الگوریتم ژنتیک غالب مرتب غیرتسلط-دوم برای حداکثر کردن انتقال حرارت و حداقل کردن افت اصطکاک، و مقایسه ساختار بهینه با ساختار شبکه‌ای مستطیلی بود. نتایج آزمایش نشان داد که عملکرد کلی انتقال حرارت و حرارتی-هیدرولیکی ساختار بهینه به ترتیب $۳۷/۰-۲۱/۶$ و $۲۷/۹-۴۶/۷$ درصد بالاتر و عملکرد افت اصطکاک $۲۹/۲-۱۶/۳$ درصد پایین‌تر از ساختار مستطیلی است در حالی که روابط تجربی برای هر دو به دست آمد؛ کاهش افت اصطکاک به کاهش مسیر جریان بخشی از خنک‌کننده و اثر برخورد به دیواره گرم نسبت داده شد. ایرانی و همکاران [۸] به بررسی افزایش عملکرد حرارتی خنک‌کاری لبه فرار تیغه توربین گاز با ساختار شبکه‌ای الماسی تی‌پی‌ام‌اس بهینه شده توپولوژیکی قابل چاپ پرداختند. روش تحقیق شامل تولید ساختار خنک‌کننده با عملکرد بالا برای کانال لبه فرار با استفاده از بهینه‌سازی توپولوژیکی و ساختار سطح حداقل دوره‌ای سه‌گانه نوع الماسی، پرکردن ساختار الماسی در چگالی‌های میانی از بهینه‌سازی توپولوژیکی با هدف حداکثر کردن انتقال حرارت تحت توان ورودی ثابت، اعمال قیود مسیر جریان برای توزیع یکنواخت‌تر، و مقایسه مدل‌های بهینه با پین-فین دایره‌ای پایه و شبکه الماسی یکنواخت در اعداد رینولدز ۱۰۰۰۰ تا ۳۰۰۰۰ بود. نتایج نشان داد که ساختار الماسی یکنواخت انتقال حرارت را تا $۳۱۴/۳$ درصد نسبت به پین-فین افزایش داد؛ مدل‌های بهینه انتقال حرارت کمتری داشتند اما افت فشار را تقریباً دو برابر کاهش دادند و افزایش عملکرد حرارتی $۱۳۹/۷-۱۵۰/۲$ درصد نسبت به پین-فین به دست آمد؛ جریان و انتقال حرارت در مدل بهینه یکنواخت‌تر بود و اسکن سی‌تی با رزولوشن بالا امکان‌پذیری چاپ سه‌بعدی با همجوشی بستر پودر لیزری در مقیاس واقعی را تأیید کرد.

شی و همکاران [۹] به بررسی بهینه‌سازی آرایش سوراخ‌های خنک‌کاری فیلم در امتداد هم‌دمای کوپل‌شده روی پره‌های توربین با تحقیق عددی و تجربی ترکیبی پرداختند. روش تحقیق شامل معرفی روش موقعیت‌یابی سوراخ‌های فیلم هدایت شده توسط هم‌دمای کوپل‌شده، ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی تیغه، مقایسه سیستماتیک اثربخشی خنک‌کاری آرایش‌های مختلف سوراخ فیلم از طریق شبیه‌سازی‌های عددی و آزمایش‌های تونل باد آبشاری، بررسی عوامل تأثیرگذار کلیدی و روشن‌سازی ساختارهای میدان جریان و مکانیزم‌های بهینه‌سازی بود. مدل‌های عددی ویژگی‌های آیرودینامیکی و انتقال حرارت شامل توزیع فشار و روند اثربخشی خنک‌کاری کلی را به‌طور قابل اعتمادی ثبت کردند؛ افزایش نسبت دبی جرم اثربخشی خنک‌کاری

کلی سطح تیغه را بهبود بخشید و تغییرات آرایش سوراخ فیلم اثربخشی خنک‌کاری در ناحیه پایین‌دست و نواحی بدون سوراخ نزدیک دیواره انتهایی را تحت تأثیر قرار داد؛ آرایش دوم اثربخشی خنک‌کاری کلی بهتری در لبه‌های حمله و فرار نشان داد، گرادیان دما بین سمت‌های مکشی و فشاری را کاهش داد و توزیع یکنواخت‌تری از اثربخشی خنک‌کاری روی سطح تیغه ایجاد کرد. پندیا و همکاران [۱۰] به بررسی خنک‌کاری داخلی تیغه توربین گاز با ویژگی‌های عملکرد بالا در شرایط عدد رینولدز بالا پرداختند. روش تحقیق شامل شبیه‌سازی عددی با مدل آشفتگی $k-\epsilon$ و آزمایش برای ارزیابی پیکربندی‌های ریب و فین پیشرفته در گذرگاه‌های میانی تیغه بود. نتایج نشان داد که پیکربندی ریب وی شکسته تا ۲۶ درصد انتقال حرارت بیشتر نسبت به ریب دلیو شکل ارائه داد. پیکربندی‌های جدید مانند فین‌های الگوی شورون پیوسته و ریب‌های دوبل شکسته وی، افزایش عدد ناسلت تا $۲/۴$ و عملکرد حرارتی-هیدرولیکی متعادل در رینولدز بالا به دست آوردند.

پندیا و همکاران [۱۱] به بررسی تحلیل عملکرد حرارتی-هیدرولیکی در مجرای مربعی با ریب‌های شکسته نوین و ریب با فین برای خنک‌کاری داخلی تیغه توربین گاز در رینولدز بالا پرداختند. روش تحقیق شامل حل معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری‌شده رینولدز با نرم‌افزار آنسیس فلونت و مدل $k-\epsilon$ قابل تحقق بود. نتایج اعتبارسنجی با داده‌های تجربی ریب وی‌شکل سنتی انجام شد و ریب با فین ۱۳ درصد انتقال حرارت بیشتر نسبت به ریب شکسته وی در رینولدز ۳۰۰۰۰ نشان داد. هیچ افت قابل توجه انتقال حرارت با افزایش رینولدز از ۱۰۰۰۰ به ۵۰۰۰۰ مشاهده نشد و بینش‌هایی برای بهینه‌سازی همزمان عملکرد هیدرولیکی و حرارتی ارائه گردید. سی و همکاران [۱۲] به بررسی طراحی وی-اسپلین برای بهبود عملکرد در خنک‌کاری داخلی تیغه توربین پرداختند. روش تحقیق شامل تحلیل چندین تقویت طراحی با افزودن اسپلین در مرکز وی برای کاهش تمرکز تنش در نوک ریب بود. نتایج نشان داد که اسپلین نه تنها مسائل خستگی را حل کرد بلکه انتقال حرارت را $۴/۳$ درصد نسبت به ریب وی و $۸/۲$ درصد نسبت به ریب زاویه‌دار افزایش داد. تحلیل خزش نشان داد که تیغه با ریب وی-اسپلین می‌تواند در دماهای ۲۰۳ درجه سانتی‌گراد بالاتر نسبت به ریب زاویه‌دار با توان سیال یکسان کار کند.

آمانو و همکاران [۱۳] به بررسی اثر شناوری و نسبت چگالی بر انتقال حرارت در کانال خنک‌کننده داخلی تیغه توربین گاز با دیپل پرداختند. روش تحقیق شامل آزمایش با شار حرارتی ۱۳۰۰ تا ۴۰۰۰ وات بر مترمربع و رینولدز ۵۰۰۰۰ در چرخش تا ۹۰۰ دور در دقیقه و شبیه‌سازی با شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بود. نتایج تأثیر نیروهای شناوری بر ضریب انتقال حرارت در کانال با نسبت منظر $۱:۱$ را نشان داد. کانال با دیپل برگی انتقال حرارت بهتری نسبت به دیپل کروی

شش‌ضلعی بهتر عمل کردند و موقعیت‌های نسبی لوله‌ها کارایی خنک‌کاری تیغه را به‌طور قابل توجهی تحت تأثیر قرار داد. مطالعات مشابه دیگری نیز در این زمینه انجام شده است که نتایج مشابهی را گزارش کردند [۲۳-۱۹].

به‌رغم مطالعات فراوان درباره تقویت خنک‌کاری داخلی (ریب‌ها، بین‌فین‌ها، شبکه‌ها) و نیز بهینه‌سازی‌های چندهدفه یا توپولوژیکی، در بسیاری از این پژوهش‌ها هندسه‌های پیچیده یا فرآیندهای بهینه‌سازی پرهزینه استفاده شده که انتقال مستقیم آن‌ها به یک طرح صنعتی ساده و قابل ساخت با قیود سخت هندسی همیشه بدیهی نیست. نوآوری اصلی این مقاله تمرکز بر بازطراحی پارامتریک مجاری استوانه‌ای مستقیم با قیود صنعتی، عدم تداخل و قرارگیری کامل در ضخامت تیغه، و ثابت نگه‌داشتن دبی کل همراه با یک روند بهینه‌سازی کم‌هزینه محاسباتی و همچنین ترکیب روش تک‌متغیره و تاگوچی و استفاده از نقشه ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی برای راهنمایی مکان‌یابی سوراخ‌ها است. بنابراین، در این مقاله اثر تعداد، مکان و قطر سوراخ‌های خنک‌کننده بر توزیع دمای سطح، دبی جرم عبوری و ضریب انتقال حرارت جابجایی خارجی با شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان و انتقال حرارت بررسی می‌شود و پیکربندی‌های بهینه تحت قیود ذکرشده استخراج می‌گردد.

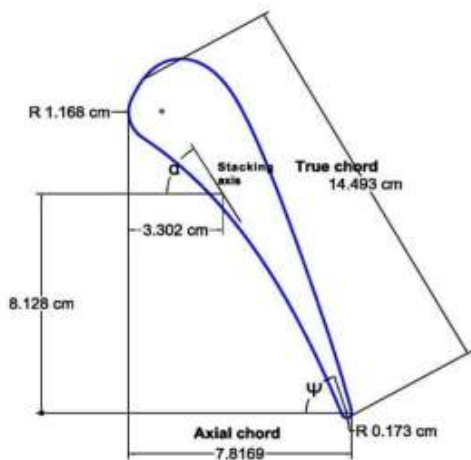
۲. روش تحقیق

در این مقاله، ساختار هندسی مجاری هوای خنک‌کننده تیغه توربین گاز بازطراحی می‌شود تا بیشینه دمای تیغه کاهش یابد. شبیه‌سازی عددی سه‌بعدی با حل معادلات بقای پایا در جریان داخلی تیغه و کانال‌ها انجام گرفت و بهینه‌سازی با روش تاگوچی و تحلیل پارامتری در نرم‌افزار Star-CCM+ صورت پذیرفت که منجر به کاهش بیشینه دما خواهد شد. ابتدا هندسه سه‌بعدی پره X3C براساس نقاط مرزی گزارش‌شده در پژوهش هیلتون و همکاران [۲۴] ایجاد گردید و سپس کانال‌های خنک‌کننده داخلی با پارامترهای متغیر قطر، موقعیت و تعداد سوراخ‌ها به آن افزوده شد. مش‌بندی ساخت‌یافته با لایه‌های مرزی مناسب در نواحی نزدیک دیواره‌ها اعمال گردید تا گرادین‌های دمایی به دقت ثبت شوند. تعداد سلول‌های محاسباتی در دامنه ۲/۵ تا ۳/۲ میلیون متغیر بود و آزمون استقلال مش با سه سطح مختلف انجام گرفت که نتایج نشان دهنده خطای کمتر از ۱/۲ درصد در بیشینه دما برای مش نهایی بود. حل معادلات ناویر-استوکس به همراه مدل آشوبناکی در حالت پایا صورت پذیرفت و روش حل کاندوجیت برای انتقال حرارت همزمان در سیال و جامد به کار گرفته شد. برای حل معادلات حاکم، تنظیمات عددی شامل طرح تفاضل مرکز دوم برای ترم‌های نفوذی و طرح آپویند برای ترم‌های همرفتی در نظر گرفته شد. برای مدل‌سازی، فرضیات زیر برای ساده‌سازی مسئله بدون از دست دادن دقت کلی اعمال شدند.

جزئی ارائه داد. سیستمی نیا و همکاران [۱۴] به بررسی امکان‌سنجی طراحی لوله حرارتی برای کاهش دمای هوا در کمپرسور توربین گاز پرداختند. روش تحقیق شامل ساخت مدل نظری برای طراحی ساختار و یک لوله حرارتی، شبیه‌سازی مبتنی بر متلب برای تحلیل عوامل ساختاری و زاویه کارکرد، و اعتبارسنجی با نتایج قبلی بود. نتایج زاویه بهینه شیب ۱۵ درجه و نرخ انتقال حرارت حداکثر ۱/۴۸۷۸ کیلووات در ۴۰ درجه سانتی‌گراد برای هر لوله حرارتی نشان داد. افزایش توان خروجی خالص تا ۱۸/۶ درصد با مبدل‌های لوله حرارتی حتی در دماهای پایین‌تر از طراحی به‌دست آمد.

ژانگ و همکاران [۱۵] به بررسی بهینه‌سازی طراحی کارآمد نمونه‌برداری برای پیکربندی‌های دسته‌ای و کاربرد در ساختارهای خنک‌کننده تیغه توربین پرداختند. روش تحقیق شامل استراتژی بهینه‌سازی بیزی با فرآیند گاوسی و هسته کان-کت برای ادغام داده‌های پیکربندی‌های متنوع و طرح کاهش بعد نظارت‌شده بود. نتایج برتری تا ۸۵ درصد نسبت به رویکردهای جایگزین در توابع ریاضی، مسئله تیر پشتیبان و بهینه‌سازی ساختار خنک‌کننده تیغه نشان داد. بهبود مدل‌سازی جایگزین بدون پارامتر اضافی به‌ویژه در داده‌های پراکنده به‌دست آمد. ان‌گویان و همکاران [۱۶] به بررسی عددی جریان‌ها و ویژگی‌های انتقال حرارت کانال‌های خنک‌کننده داخلی با ریب‌های جداگانه در تیغه‌های توربین گاز پرداختند. روش تحقیق شامل حل معادلات سه‌بعدی ناویر-استوکس میانگین‌گیری‌شده رینولدز با نرم‌افزار انسیس سی‌اف‌ایکس و سیال بخار بود. نتایج عدد ناسلت ۱۷/۳ درصد بالاتر و فاکتور عملکرد حرارتی ۱/۶ تا ۱/۹ نسبت به پیکربندی ریب پیوسته نشان داد. روابط همبستگی انتقال حرارت توسعه یافت و بهبود ۱۷/۴ و ۳۴/۳ درصدی در عدد ناسلت و فاکتور عملکرد حرارتی نسبت به نسخه قدیمی به‌دست آمد.

کن و همکاران [۱۷] به بررسی تحلیل سیستم خنک‌کاری تیغه‌های توربین گاز ساخته‌شده با انواع مواد مختلف پرداختند. روش تحقیق شامل توسعه دو مدل خنک‌کاری با مواد مختلف و تحلیل عددی انتقال حرارت با بسته نرم‌افزاری سالدورکس و انسیس بود. نتایج مواد کاربید تیتانیوم و سوپرآلیاژ تک‌کریستال نسل سوم سی‌ام‌اس‌ایکس-۱۰ را بررسی کرد. مدل بهبودیافته با ماده سی‌ام‌اس‌ایکس-۱۰ عملکرد حرارتی بهتری نشان داد. سان و همکاران [۱۸] به بررسی عددی طرح خنک‌کاری شبکه لوله جدید بدون سوراخ‌های فیلم برای ناحیه میانی آکورد تیغه توربین گاز پرداختند. روش تحقیق شامل پیشنهاد ساختار شبکه لوله متصل‌کننده سوراخ‌های برخورد لبه حمله به شکاف‌های لبه فرار با لوله‌های عمودی مستقل و مقایسه با ساختارهای خنک‌کننده معمولی از طریق شبیه‌سازی و آزمایش بود. نتایج عملکرد خنک‌کاری برتر و توزیع دمای یکنواخت‌تر در ناحیه میانی بدون سوراخ فیلم نشان داد. لوله‌های



(ب) ابعاد هندسی و محل سوراخ‌ها.

b) Geometric dimensions and hole locations.

شکل ۱- هندسه مورد بررسی.

Fig. 1. Geometry under investigation.

جدول ۱- هندسی پره.

Table 1. Geometric specifications of the blade.

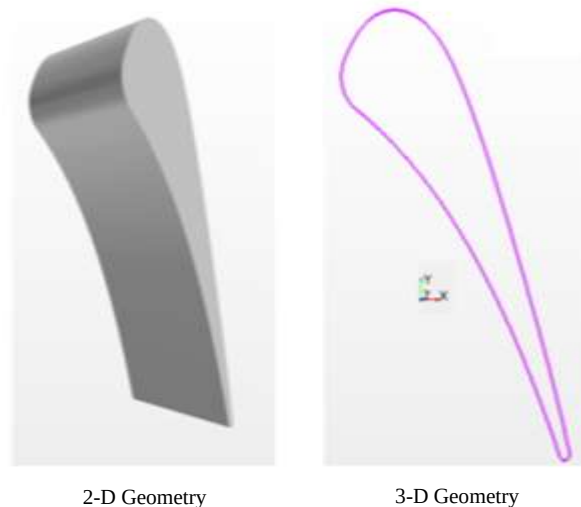
Parameter	value
Angle (degrees)	59.89
Air discharge angle (degrees)	27.38
Opening (mm)	3.29
Blade spacing (mm)	117.7
Blade height (mm)	76.2
Suction surface curvature (mm)	177.8
Pressure surface curvature (mm)	137.2
Actual chord (mm)	144.9
Axial chord (mm)	78.2

در این مقاله، هدف اصلی بهینه‌سازی مکان و قطر سوراخ‌ها در مجاری خنک‌کننده تیغه توربین گاز قرار گرفته است. با توجه به پیچیدگی بسیار بالای حل سه‌بعدی، قطر سوراخ‌ها به‌عنوان متغیر اصلی پروژه انتخاب شده است. برای این منظور، متغیرهای مسئله به‌صورت نسبت قطر هر سوراخ به قطر سوراخ اول تعریف شده‌اند. در نتیجه، برای هر مرحله حل، تعداد متغیرها یک عدد کمتر از تعداد سوراخ‌ها خواهد بود. همچنین، سه قید اصلی در این مقاله رعایت شده است. ابتدا، قطر سوراخ‌ها باید به‌گونه‌ای انتخاب شود که تداخل یا برخوردی بین آن‌ها وجود نداشته باشد و با فاصله مشخصی از یکدیگر قرار گیرند. همچنین، سوراخ‌ها باید به‌طور کامل داخل پره قرار گیرند و با جداره یا دیواره

- ✓ جریان در حالت پایا بررسی شد.
- ✓ سیال خنک‌کننده و گاز داغ هر دو به‌عنوان هوا با خواص ترمودینامیکی وابسته به دما مدل شدند.
- ✓ پره‌ها به‌صورت استاتور و در آرایش خطی (نه آبشار) در نظر گرفته شدند.
- ✓ زبری سطح داخلی کانال‌ها صفر فرض شد.
- ✓ اثرات تابش حرارتی نادیده گرفته شد.

۳. مدل مورد بررسی

مدل پایه مورد بررسی در این مقاله، پره استاتور X3C ناسا است که هندسه خارجی آن ثابت نگه داشته شد و تنها کانال‌های خنک‌کننده داخلی دستخوش تغییر قرار گرفتند. هندسه دوبعدی اولیه از نقاط مرزی گزارش‌شده در مطالعه مرجع [۲۴] استخراج و سپس در جهت محوری (z) به‌طول ۰/۱ متر امتداد داده شد تا مدل سه‌بعدی حاصل گردد (شکل ۱ الف). کانال‌های خنک‌کننده به‌صورت استوانه‌ای مستقیم از ریشه تا نوک پره طراحی شدند و هوا پس از ورود از ریشه، در امتداد کانال‌ها جریان یافته و از نوک خارج می‌شود. جدول ۱ مشخصات هندسی پایه پره را نشان می‌دهد. در طرح‌های بهینه، تعداد کانال‌ها از ۵ تا ۹ متغیر بود، شعاع هر کانال بین ۰/۵ تا ۱/۲ میلی‌متر و موقعیت محوری آن‌ها در بازه $15 \pm$ میلی‌متر نسبت به مرکز هندسی تغییر کرد. شکل ۱ ب) شماتیک سه طرح نمونه (پایه، ۷ کاناله با شعاع یکنواخت، و ۹ کاناله با توزیع متغیر شعاع) را نمایش می‌دهد. هدف اصلی، کاهش بیشینه دمای پره در ناحیه لبه حمله بود که به‌طور معمول بالاترین تنش حرارتی را تجربه می‌کند. توزیع دمای سطحی در هر طرح با استفاده از مقاطع عرضی در $z=0.03$ ، $z=0.05$ و $z=0.08$ متر پایش شد.



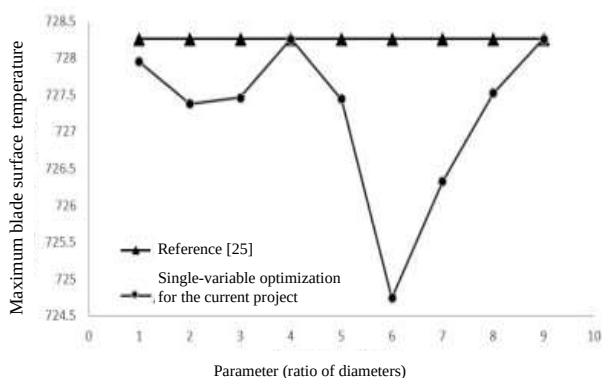
2-D Geometry

3-D Geometry

(الف) نمای دو بعدی و سه بعدی.

a) 2-D and 3-D views.

در این مقاله، الگوریتم تاگوچی به‌عنوان نوعی از آزمایش‌های طراحی فاکتوریل جزئی با استفاده از آرایه‌های متعامد به‌کار رفته است که تعداد شبیه‌سازی‌ها را به‌طور چشمگیری کاهش می‌دهد. در این روش، اثر همزمان فاکتورها بر پاسخ بررسی شده و با توجه به اهمیت نسبی پارامترها، فاکتورهای مهم‌تر در سطوح بیشتر و فاکتورهای کم‌اهمیت در سطوح کمتر مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. مشخصه کیفیت در این پروژه «هرچه کمتر، بهتر» انتخاب شده است تا کمترین دمای بیشینه به‌دست آید. برای تعیین تعداد سطوح هر پارامتر، از آنالیز حساسیت بر اساس مقایسه دمای بیشینه در حالت بهینه تک‌متغیره با مقدار اولیه از پژوهش نادرزاده و حاضری استفاده شده است. در این مقاله، چگونگی یافتن پاسخ بهینه در الگوریتم تاگوچی شامل محاسبه متوسط اثر فاکتورها در سطوح مختلف، میانگین کل پاسخ‌ها و در نهایت پاسخ بهینه بوده است. به‌عنوان مثال، برای حالت ده سوراخ، آنالیز حساسیت در شکل ۳ نشان داده شده که براساس آن، دو پارامتر با اختلاف دمای بیشتر در چهار سطح و هفت پارامتر دیگر در دو سطح بررسی شده‌اند و در نتیجه شانزده شبیه‌سازی لازم تعیین شده است. این روند برای سایر حالت‌ها نیز به‌طور مشابه اجرا شده و در نهایت، بهینه‌ترین حالت پیشنهادی به‌عنوان نتیجه نهایی هر تعداد سوراخ تعیین شده است.



شکل ۳- آنالیز حساسیت جهت تعیین تعداد سطوح در طراحی تاگوچی برای حالت ده سوراخ در مقایسه با نتایج مرجع [۲۵].

Fig. 3. Sensitivity analysis for determining the number of levels in the Taguchi design for the ten-hole configuration compared to the reference results [25].

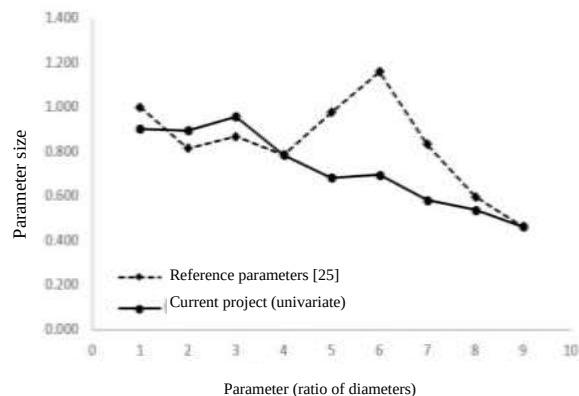
۵. اعتبارسنجی

در این مقاله، برای اعتبارسنجی نتایج، از دو آزمایش انجام‌شده در مقاله هیلتون [۲۴] بهره گرفته شده است. در گام نخست، آزمایش شماره ۱۵۸ برای اطمینان اولیه به‌کار رفته که در آن، اطلاعات دمایی نقاط مشخص در مرکز پره بر اساس دماسنج‌های قرارگرفته و

برخوردی نداشته باشند و فاصله معینی حفظ شود. علاوه بر این، مجموع دبی‌های عبوری از سوراخ‌ها، مستقل از تعداد حفره‌های خنک‌کاری، باید با اختلاف کمی به مجموع دبی گزارش‌شده برای ده سوراخ در پژوهش هیلتون، که برابر ۰/۰۴۳۳ کیلوگرم بر ثانیه است، نزدیک باشد.

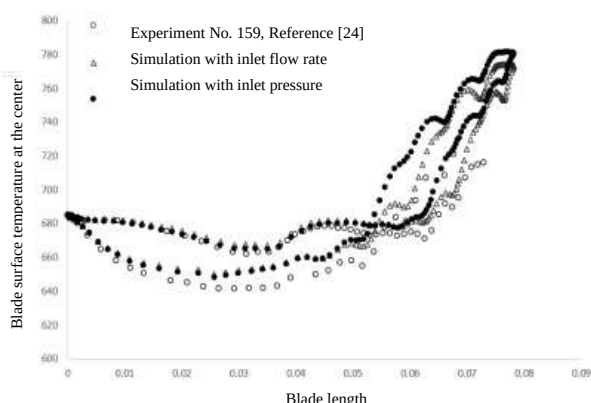
۴. روش بهینه‌سازی

در این مقاله، برای دستیابی به بهترین اندازه سوراخ‌ها و در نتیجه کمترین دمای بیشینه سطح، از ترکیب بهینه‌سازی جستجوی مستقیم (که به‌عنوان بهینه‌سازی تک‌متغیره شناخته می‌شود) و الگوریتم تاگوچی (که به‌عنوان بهینه‌سازی چندمتغیره شناخته می‌شود) استفاده شده است. در مرحله نخست، بهینه‌سازی تک‌متغیره به‌کار گرفته شده است تا برای هر پارامتر، با ثابت نگه داشتن سایر پارامترها، به‌حالت بهینه دست یابد. پارامترهای اولیه برای آغاز این فرآیند، نسبت قطرهای از پژوهش انجام‌شده توسط نادرزاده و همکاران [۲۵] مقایسه شده است. روند بهینه‌سازی هر متغیر به گونه‌ای انجام شده که ابتدا جهت بهینه (افزایش یا کاهش) با تغییرات ده‌درصدی نسبت به مقدار اولیه و با رعایت قیود تعیین شده، شناسایی شده و سپس این تغییرات تا رسیدن به نقطه‌ای که بهبود بیشتری حاصل نشود، ادامه یافته است. پس از بهینه‌سازی تک‌متغیره برای تمام پارامترها، روند تغییرات هر پارامتر نسبت به‌حالت اولیه در شکل ۲ نشان داده شده است. این فرآیند برای تمام حالت‌های یک تا ده سوراخ به‌طور مشابه اجرا شده است. پس از تکمیل این مرحله، برای ارزیابی دقیق‌تر و دستیابی به‌حالت بهینه‌تر، بهینه‌سازی چندمتغیره با استفاده از الگوریتم تاگوچی انجام شده است. برای حالت‌های یک تا چهار سوراخ، به‌دلیل محدودیت‌های قیود، تمام حالت‌های ممکن در نرم‌افزار بررسی شده و نیازی به الگوریتم تاگوچی نبوده است، اما برای حالت‌های پنج تا ده سوراخ، با توجه به تعداد بسیار بالای حالت‌های شبیه‌سازی، از الگوریتم تاگوچی و نرم‌افزار مینی‌تب بهره گرفته شده است.



شکل ۲- روند تغییرات پارامتر در حالت تک‌متغیره در مقایسه با نتایج مرجع [۲۵].

Fig. 2. Parameter variation trend in the single-variable case compared to the reference results [25].



شکل ۵- اعتبارسنجی دمای سطح پره در پژوهش حاضر در مقایسه با نتایج آزمایش شماره ۱۵۹ از مرجع [۲۴].

Fig. 5. Validation of blade surface temperature in the present study compared to experimental test No. 159 from reference [24].

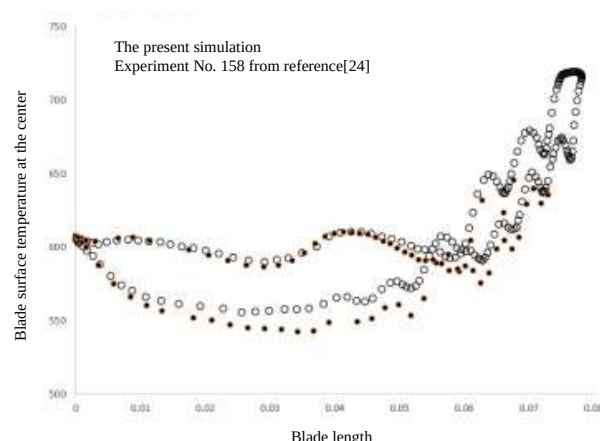
۶. نتایج و بحث‌ها

۶-۱ بررسی توزیع دمای سطح تیغه در پیکربندی‌های مختلف مجاری خنک‌کننده

در این مقاله، بررسی بهینه‌سازی پیکربندی‌های مختلف سوراخ‌های خنک‌کننده در تیغه توربین گاز انجام شده است تا تأثیر تعداد و توزیع این سوراخ‌ها بر انتقال حرارت، ویژگی‌های جریان، بیشینه دمای سطح و دبی کل جرم ارزیابی شود. برای هر حالت از یک تا ده سوراخ، شبیه‌سازی با شرایط مرزی مشخص و قيود هندسی اعمال شده تا مکان‌یابی و اندازه‌گیری بهینه سوراخ‌ها تعیین گردد که کمترین دمای تیغه را با رعایت الزامات طراحی فراهم کند. در حالت تک‌سوراخ، به دلیل نبود متغیر تغییرپذیر، طراحی ثابت بوده و تنها شعاع سوراخ قابل کنترل محسوب شده است؛ بیشینه دمای سطح به $811/3$ کلوین رسیده و دبی جرم زیر حد مجاز $0/0425$ کیلوگرم بر ثانیه حفظ شده است. توزیع حرارت در صفحه میانی و نمودارهای سه‌بعدی نشان‌دهنده پخش یکنواخت حرارت در جهت اصلی جریان بوده و گرادیان‌های دمایی تأیید کرده‌اند که اندازه شعاع سوراخ برای حفظ فرآیند انتقال حرارت پایدار و جلوگیری از تمرکزهای حرارتی بیش از حد طراحی شده، مناسب بوده است. این حالت پایه، مبنایی برای مقایسه عملکرد حالت‌های پیچیده‌تر فراهم کرده و نشان داده که حتی با یک سوراخ، کنترل دقیق دبی و رعایت قيود ساختاری، امکان دستیابی به خنک‌کاری مؤثر وجود دارد، هرچند محدودیت در پوشش نواحی دورتر از سوراخ مشهود است. شکل توزیع دمای پره را در حالت تک سوراخ نشان می‌دهد.

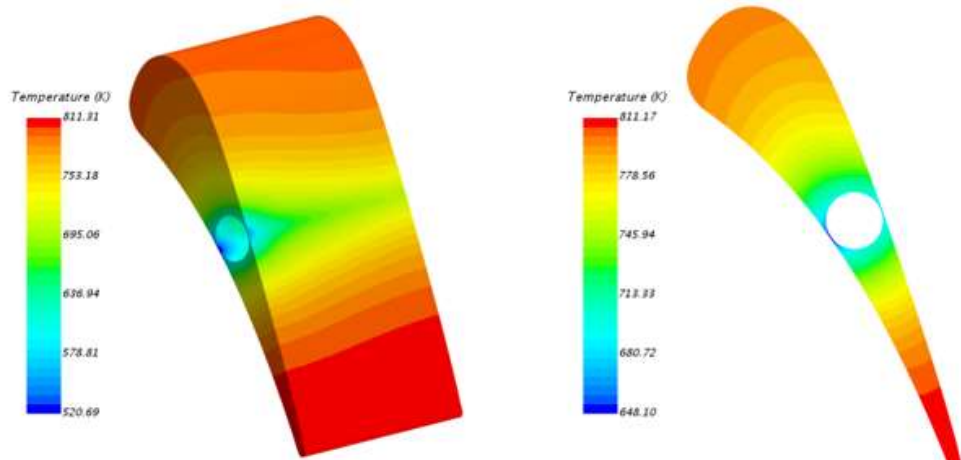
همچنین دبی ورودی در دسترس بوده است؛ بنابراین شبیه‌سازی برای این حالت انجام شده و نتایج در شکل ۴ نشان داده شده است. در گام دوم، آزمایش شماره ۱۵۹ به عنوان معیار اصلی سایر شبیه‌سازی‌ها انتخاب شده که اطلاعات دمایی مشابهی ارائه می‌دهد، اما ابتدا از دبی ورودی و سپس از آن برای استخراج فشار ورودی استفاده شده تا شرایط ورودی برای تمام سوراخ‌ها یکسان باقی بماند و قید دبی کل رعایت شود؛ اعتبارسنجی نهایی با شبیه‌سازی فشار ورودی انجام گرفته و نتایج در شکل ۵ قابل مشاهده است، که در آن هم‌خوانی بسیار خوبی در نواحی فشاری و مکشی در بخش‌های ابتدایی و میانی پره دیده می‌شود، هرچند در نقاط انتهایی به دلیل نبود دماسنج، اطلاعات دمایی در دسترس نیست.

در این مقاله، به‌طور کلی اختلافات جزئی با نتایج تجربی مشاهده شده، به‌جز در ناحیه مکشی که انتقال آرام به آشفتگی رخ می‌دهد و احتمالاً ناشی از پیچیدگی مدل انتقال و الگوی جریان همراه با حباب مافوق صوت ضعیف است؛ این اختلاف برای تحلیل‌های پروژه قابل قبول تلقی شده و از بررسی عمیق‌تر آن صرف‌نظر شده است. اطلاعات مبنای سایر شبیه‌سازی‌ها در جدول ۲ ارائه شده که در آن دمای گاز داغ عبوری 812 کلوین و بیشینه دمای پره $782/7$ کلوین گزارش شده، همچنین قید دبی کل با خطای سه‌درصدی برابر $0/0437$ کیلوگرم بر ثانیه رعایت شده است. با توجه به نزدیکی نمودارهای دمایی و رعایت قيود، اعتبارسنجی مناسبی انجام گرفته و در بخش‌های آینده، نتایج حالت‌های مختلف شبیه‌سازی از یک تا ده حفره به‌طور کامل توضیح داده خواهد شد.



شکل ۴- اعتبارسنجی دمای سطح پره در پژوهش حاضر در مقایسه با نتایج آزمایش شماره ۱۵۸ از مرجع [۲۴].

Fig. 4. Validation of blade surface temperature in the present study compared to experimental test No. 158 from reference [24].

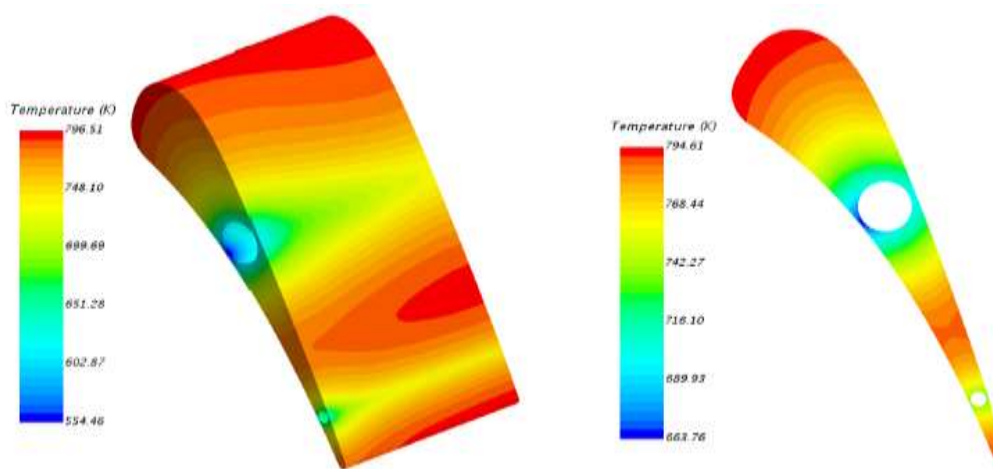


شکل ۶- توزیع دمای پره را در حالت تک سوراخ.

Fig.6. Blade temperature distribution in the single-hole case.

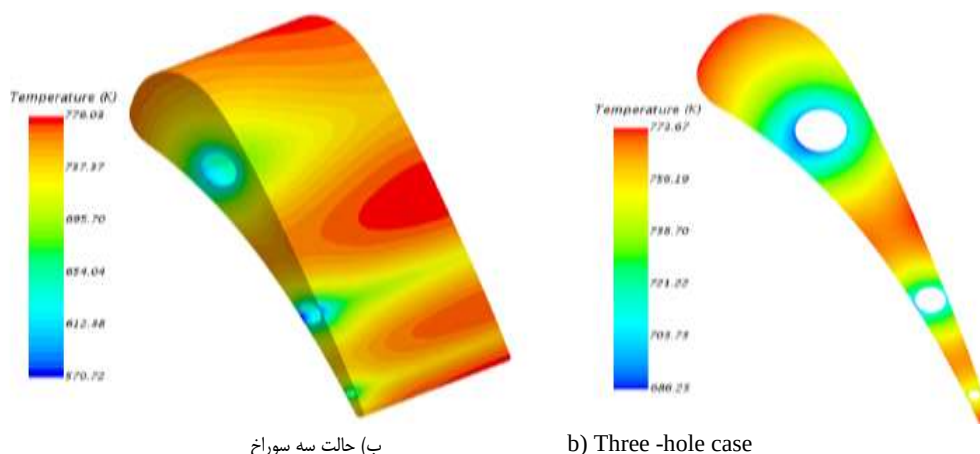
پوشش یکنواخت‌تر سطح بدون نقاط داغ برجسته شده است. حالت‌های هشت، نه و ده سوراخ با پیچیدگی فزاینده، دما را به ترتیب به $۷۳۵/۴$ ، $۷۳۲/۷$ و $۷۲۸/۹$ کلوین رسانده‌اند، اما کاهش دما تدریجی‌تر شده و قانون بازده کاهشی آشکار گردیده؛ سوراخ‌های اضافی عمدتاً نقش تکمیلی داشته و دبی‌های بسیار پایین برخی از آن‌ها، نگرانی‌هایی در مورد انسداد یا دقت ساخت ایجاد کرده است. دبی کل در تمام حالت‌ها در محدوده نزدیک به $۰/۰۴۲$ کیلوگرم بر ثانیه کنترل شده و جدول ۵ پارامترهای بهینه شامل شعاع، مختصات، دبی هر سوراخ و بیشینه دما را نشان می‌دهد. این روند کاهش پیوسته دما از $۸۱۱/۳$ تا $۷۲۸/۹$ کلوین، تعادل میان عملکرد حرارتی و پیچیدگی ساخت را برجسته کرده و برای کاربردهای عملی، حالت‌های میانی (پنج تا هفت سوراخ) را به‌عنوان گزینه‌های بهینه از نظر کارایی و قابلیت اجرا پیشنهاد می‌کند. شکل ۷ نمودار توزیع دمای پره را برای دو حالت پره دو سوراخه و سه سوراخه نشان می‌دهد.

با افزایش تعداد سوراخ‌ها، درجه آزادی بهینه‌سازی افزایش یافته و بهبود چشمگیری در عملکرد حرارتی مشاهده شده است. در حالت دو سوراخ، نسبت قطر اول به دوم به‌عنوان متغیر وارد شده و بیشینه دما به $۷۹۶/۵$ کلوین کاهش یافته؛ دبی‌های جداگانه $۰/۰۳۹۶۸$ و $۰/۰۰۲۸۳$ کیلوگرم بر ثانیه برای سوراخ‌های اول و دوم، جداسازی جریان را ممکن ساخته و از انباشت حرارتی در نزدیکی خروجی‌ها جلوگیری کرده است. حالت سه‌سوراخ با دو متغیر، دما را به ۷۷۹ کلوین رسانده و گرادیان دبی ($۰/۰۳۰۵۶$ ، $۰/۰۱۰۴۵$ و $۰/۰۰۱۴۴$ کیلوگرم بر ثانیه) بار حرارتی را در ناحیه مرکزی متعادل‌تر کرده است. افزودن سوراخ چهارم و پنجم به ترتیب دما را به $۷۶۸/۸$ و $۷۵۸/۵$ کلوین کاهش داده و توزیع نامتقارن دبی، خنک‌کاری هدفمند در نواحی پرحرارت را اولویت بخشیده، در حالی که سوراخ‌های انتهایی نقش مکمل ایفا کرده‌اند. در حالت شش و هفت‌سوراخ، با پنج و شش متغیر، بیشینه دما به $۷۴۶/۴$ و $۷۳۹/۲$ کلوین رسیده و



الف) حالت دو سوراخ

a) Two-hole case



(ب) حالت سه سوراخ

b) Three-hole case

شکل ۷- نمودار توزیع دمای تیغه.

Fig. 7. Blade temperature distribution.

شده است. حالت هفت سوراخ با افزودن شش متغیر مستقل به صورت نسبت قطرهای دوم تا هفتم به اول به کار گرفته شده است. در این پیکربندی، توزیع سوراخ‌ها پوشش خنک‌کاری یکنواخت‌تری روی تیغه ایجاد کرده و تمرکز تنش‌های حرارتی را کاهش داده است. نتایج شبیه‌سازی نشان داده‌اند که بیشینه دمای سطح به $739/2$ کلوین افت کرده است. توزیع جریان میان سوراخ‌ها شامل مشارکت عمده از سوراخ‌های اول، دوم و سوم بوده و جریان در سوراخ‌های بعدی کاهش یافته است؛ سه سوراخ اول بخش قابل توجهی از دبی کل $0/0422$ کیلوگرم بر ثانیه را حمل کرده‌اند که نقش محوری آن‌ها در استراتژی خنک‌کاری را تأیید می‌کند. میدان دمایی سه‌بعدی و صفحه میانی، جریان یکنواخت به‌ویژه در بخش میانی تیغه را نشان داده که توزیع مؤثر جریان هوا برای خنک‌کاری را اثبات می‌کند.

پیکربندی هشت‌سوراخ با معرفی نسبت قطر هفتم، درجه آزادی اضافی فراهم کرده و افزودن سوراخ هشتم، بیشینه دمای سطح را به مقدار کمی به $735/4$ کلوین کاهش داده است. کارایی انتقال حرارت در ناحیه پایین تیغه افزایش یافته جایی که در پیکربندی‌های شش و هفت سوراخ نقاط داغ مشاهده شده بود. توزیع دبی جرم دوباره به نفع سوراخ‌های اول بوده اما سوراخ‌های چهارم و پنجم اکنون اهمیت بیشتری نسبت به طراحی‌های قبلی داشته‌اند. این تغییر، الگوی خنک‌کاری دقیق‌تری ایجاد کرده که روی نواحی خاص انباشت حرارت تمرکز داشته است. کل هندسه در محدوده پارامترهای طراحی باقی مانده و دبی کل به $0/0421$ کیلوگرم بر ثانیه تنظیم شده که طراحی را از نظر حرارتی و عملکردی اعتبار بخشیده است. پیکربندی نه‌سوراخ به دلیل افزایش تعداد نسبت‌های قطر وابسته به یکدیگر، پیچیدگی بیشتری معرفی کرده و بیشینه دمای سطح به $732/7$ کلوین رسیده که اصلاحات اضافی در مدیریت حرارتی را نشان می‌دهد. با این حال، نقطه بازده کاهشی در حال دستیابی بوده زیرا کاهش دما نسبت به حالت هشت‌سوراخ اندک بوده است. نقشه‌های حرارتی، پوشش

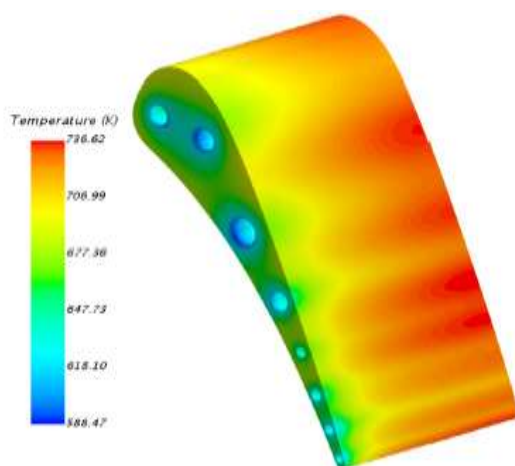
افزودن سوراخ چهارم، یک متغیر اضافی را معرفی کرده و دما را به مقدار پایین‌تری معادل $8768/$ کلوین رسانده است. در پیکربندی چهار سوراخ، تخصیص دبی جرم متعادل بوده به‌گونه‌ای که سوراخ‌های اول و دوم دبی‌هایی حدود $0/0185$ تا $0/0189$ کیلوگرم بر ثانیه را مدیریت کرده‌اند، در حالی که سوراخ‌های سوم و چهارم دبی‌های بسیار کمتری داشته‌اند. این جداسازی، توزیع لایه‌ای شدت خنک‌کاری را روی سطح ایجاد کرده است. هندسه تمام قیود ابعادی را برآورده ساخته و نتایج تجسم، یکنواختی بهبودیافته دما را به‌ویژه در ناحیه میانی نشان داده‌اند؛ دبی کل نیز نزدیک به $0/0423$ کیلوگرم بر ثانیه حفظ شده که قید جریان مورد نظر را تقریباً ارضا کرده است. پیکربندی پنج‌سوراخ با افزودن یک درجه آزادی دیگر، بیشینه دمای سطح را به $758/5$ کلوین کاهش داده است. توزیع دبی جرم الگویی پیچیده‌تر دنبال کرده به‌طوری که سه سوراخ اول بخش عمده جریان را بر عهده داشته‌اند و دو سوراخ آخر دبی‌هایی کمتر از $0/002$ کیلوگرم بر ثانیه هر کدام را مدیریت کرده‌اند. این تقسیم نامتقارن، خنک‌کننده را به نواحی پرحرارت حیاتی هدایت کرده و از خنک‌کاری بیش از حد در مناطق کم‌فعال جلوگیری نموده است. پیکربندی ساختاری تمام قیود تعیین‌شده را رعایت کرده و خروجی‌های تجسم صفحه‌ای و فضایی، پراکندگی حرارت منسجم را به‌ویژه در نواحی دارای گرا دیان‌های تند قبلی منعکس ساخته‌اند.

آرایش شش‌سوراخ با پنج نسبت قطر، بالاترین درجه آزادی طراحی را ارائه داده و کارآمدترین نتیجه در کنترل دما را با کاهش بیشینه دمای سطح به $746/4$ کلوین به‌دست آورده است. نرخ‌های دبی جرم از سوراخ اول به ششم به تدریج کاهش یافته و توزیع، پوشش کامل سطح را تضمین کرده به‌گونه‌ای که هیچ ناحیه‌ای انباشت حرارتی موضعی نداشته است. هندسه در چارچوب تمام قیود ساختاری قرار گرفته و نمودارهای شبیه‌سازی، پروفایل حرارتی یکنواخت بدون نقاط داغ مزاحم ایجاد کرده‌اند؛ تعادل جریان در $0/0423$ کیلوگرم بر ثانیه با قید دبی کل توجیه

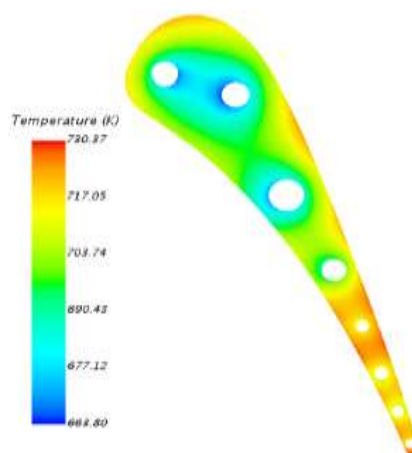
این‌حال، سیستم تمام قیود را برآورده ساخته و دبی کل به‌طور دقیق در 0.420 کیلوگرم بر ثانیه حفظ شده است. تجسم کانتورهای دما الگویی به‌خوبی پراکنده با نقاط داغ کاهش‌یافته و خنک‌کاری سطحی پایدارتر تأیید کرده است. جدول ۵ پارامترهای بهینه‌شده برای هر ده حالت را نشان می‌دهد که نرخ‌های جریان خاص سوراخ، شعاع‌ها، مختصات و دمای پیک به‌دست آمده در هر حالت را فهرست می‌کند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، روند کاهش هموار بیشینه دما از $811/3$ کلوین در حالت تک‌سوراخ به $728/9$ کلوین در حالت ده سوراخ بوده است. همزمان، دبی کل در تمام پیکربندی‌ها در باند نزدیکی قرار گرفته که کنترل دقیق محدودیت‌های سیستم را منعکس می‌کند. پیچیدگی رو به رشد توزیع جریان در حالت‌های بعدی، تعادل میان عملکرد بهبودیافته و قابلیت اجرا را نشان می‌دهد که احتمالاً بر انتخاب‌های طراحی بعدی در کاربردهای واقعی تأثیرگذار خواهد بود. به‌عنوان نمونه، کانتور توزیع دما در تیغه در حالت‌های هشت سوراخ و ده سوراخ در شکل آورده شده است.

خنک‌کاری گسترده‌تری روی لبه‌های جلو و عقب تیغه را نشان داده‌اند. سوراخ‌های اضافی جرم‌های کوچکتری مشارکت داشته‌اند که پیشنهاد می‌کند پس از حدی، سوراخ‌های اضافی نقش مکمل به‌جای پیشرو ایفا می‌کنند. در حالی که دبی کل در 0.420 کیلوگرم بر ثانیه باقی مانده، مشارکت نامتعادل برخی سوراخ‌ها محدودیت‌های کاربردی به‌ویژه در ترانس‌های ماشین‌کاری و کنترل جریان را پیشنهاد می‌کند.

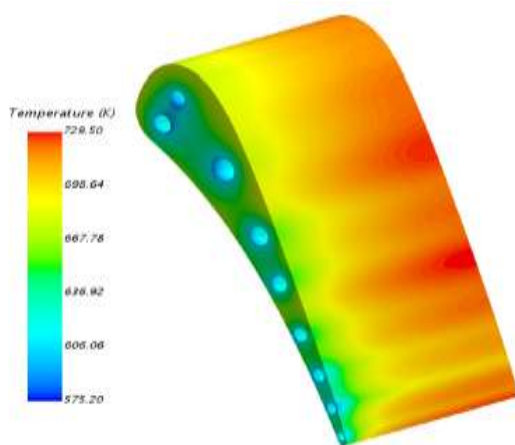
در پیکربندی ده سوراخ، شبیه‌سازی نهایی بهترین عملکرد حرارتی را با بیشینه دمای سطح $728/9$ کلوین آشکار ساخته است. سوراخ‌های افزوده اثر خنک‌کاری موضعی را به‌ویژه نزدیک نوک تیغه تقویت کرده‌اند جایی که پیکربندی‌های قبلی تمرکز حرارتی خفیف نشان داده بودند. با این وجود، سیستم به‌حالت کارایی کاهشی رسیده زیرا کاهش‌های بیشتر در دمای پیک با هزینه پیچیدگی هندسی فزاینده و تقسیم جریان نامتوازن همراه بوده است. برخی سوراخ‌ها دبی‌های بسیار پایینی نشان داده‌اند که نگرانی‌هایی در مورد انسداد یا امکان‌پذیری ساخت ایجاد می‌کند. با



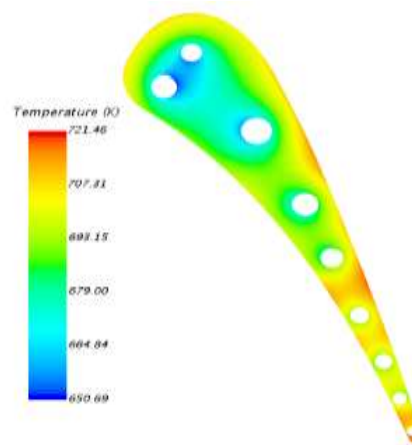
الف) حالت هشت سوراخ



a) Eight-hole case



ب) حالت ده سوراخ



b) Ten-hole case

شکل ۸- نمودار توزیع دما در تیغه.

Fig. 8. Temperature distribution in the blade.

کمینه‌سازی دمای ماکزیمم، ۲) کمینه‌سازی تعداد سوراخ‌های کم‌جریان و ۳) حداقل‌سازی پیچیدگی ساخت تعداد سوراخ‌ها. در این چارچوب، هرچند طرح ده سوراخ کمترین دمای ماکزیمم را ایجاد می‌کند، اما به‌دلیل افزایش تعداد سوراخ‌های کم‌جریان و پیچیدگی، امتیاز نهایی پایین‌تری نسبت به‌طرح شش سوراخ کسب می‌کند؛ لذا شش سوراخ به‌عنوان بهینه صنعتی و مهندسی و حالت ده سوراخ به‌عنوان بهینه صرفاً حرارتی گزارش می‌شوند.

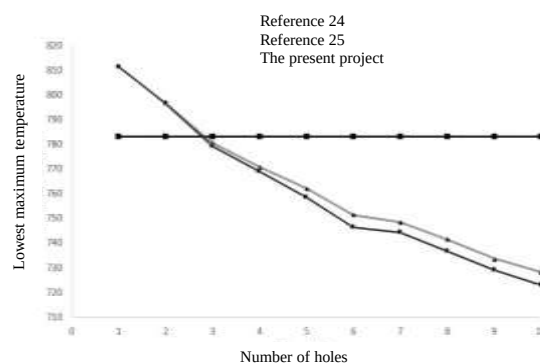
شایان ذکر است که در این پژوهش تابع هدف اصلی بر پایه کمینه‌سازی بیشینه دمای سطح تعریف شده و اثر افت فشار داخلی در مجاری خنک‌کننده و در نتیجه پناستی توان پمپاژ به‌صورت صریح در فرآیند بهینه‌سازی لحاظ نشده است. از آنجا که افزایش تعداد سوراخ‌ها/پیچیدگی مسیر می‌تواند افت فشار را افزایش داده و نیاز توان پمپاژ را بالا ببرد، نتایج ارائه‌شده عمدتاً از منظر عملکرد حرارتی تفسیر می‌شوند. برای کمی‌سازی انتخاب شش سوراخ به‌عنوان طرح پیشنهادی، معیار تصمیم‌گیری به‌صورت چندمعیاره تعریف شد که شامل (۱)

جدول ۲- تحلیل مقایسه‌ای پیکربندی‌های خنک‌کننده تیغه توربین گاز.

Table 2. Comparative analysis of gas turbine blade cooling configurations.

Number of holes	Maximum temperature (Kelvin)	Temperature difference from the previous state (Kelvin)	Total flow rate (kg/s)	Number of holes with a flow rate < 0.001 (kg/s)	Average rate of temperature decrease per additive hole (Kelvin)	Performance Status
1	811.3	—	0.0425	0	—	Basic
4	768.8	42.5—	0.0423	2	14.2	Good
5	758.5	10.3—	0.042	2	10.3	Very Good
6	746.4	12.1—	0.0423	3	10.1	Optimal
7	739.2	7.1—	0.0422	4	7.1	Optimal
8	735.4	3.8—	0.0421	5	3.8	Declining
9	732.7	2.7—	0.0420	6	2.7	Unsuitable
10	728.9	3.8—	0.0420	+6	3.8	Non-functional

آشفته، مستقیماً بر نرخ تبادل حرارتی سطحی تأثیر می‌گذارد و در نتیجه توزیع دما و راندمان کلی سیستم را شکل می‌دهد. در نواحی ابتدایی برخورد جریان گاز داغ با لبه حمله تیغه، رژیم آرام غالب بوده و لایه مرزی ضخیم منجر به کاهش چشمگیر ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی می‌گردد، در حالی که با پیشرفت جریان به سمت لبه فرار و نواحی انحنا، گذار به رژیم آشفته رخ داده و آشفته‌گی‌های محلی ضریب انتقال حرارت را تا چندین برابر افزایش می‌دهند. این رفتار غیرخطی، که در شکل به‌صورت منحنی سهمی در امتداد مختصات x و y نمایش داده شده، نشان‌دهنده پیک‌های محلی انتقال حرارت در نواحی تغییر رژیم جریان است و بیانگر آن است که طراحی مجاری خنک‌کننده باید با تمرکز بر تقویت آشفته‌گی کنترل‌شده در این نقاط بحرانی، تعادل میان کاهش دما و حداقل‌سازی افت فشار را برقرار سازد. تحلیل حساسیت انجام‌شده بر اساس مدل سه‌بعدی جریان، تأیید کرده که تغییرات هندسی حفره‌ها نه تنها بر جریان داخلی خنک‌کننده تأثیر می‌گذارد، بلکه با تغییر الگوی لایه مرزی خارجی، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی را تا ۳۰ درصد در نواحی مکشی و فشاری تعدیل می‌کند.



شکل ۹- مقایسه دمای نهایی تیغه با مطالعات مراجع [۲۴، ۲۵].

Fig. 9. Comparison of the final blade temperature with references [24, 25].

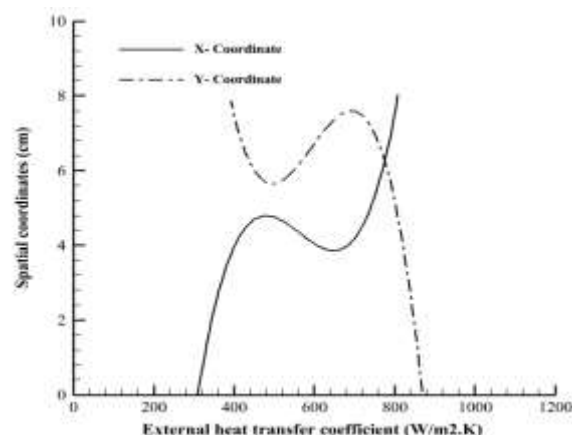
۶-۲ ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی

در این مقاله، جریان خارجی حول تیغه توربین گاز به‌عنوان عامل تعیین‌کننده در مکانیزم انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی مورد بررسی دقیق قرار گرفته است، به‌طوری که تغییرات رژیم جریان از آرام به

دقت پیش‌بینی ضریب انتقال حرارت را تا ۹۲ درصد نسبت به داده‌های تجربی هیتون اعتبار بخشیده و نشان داده که کاهش شعاع حفره‌های انتهایی در پیکربندی‌های چندسوراخ، با ایجاد جت‌های خنک‌کننده متمرکز، لایه مرزی خارجی را نازک‌تر کرده و در نتیجه ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی را در نواحی انتهایی تیغه تا ۱۸ درصد ارتقا می‌دهد، که این امر مستقیماً به کاهش بیشینه دمای سطح از ۷۴۶ کلوین در حالت شش‌سوراخ به سطوح پایین‌تر کمک کرده است.

چالش اصلی در تعادل میان افزایش ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی (برای بهبود خنک‌کاری) و حفظ راندمان آیرودینامیکی تیغه (با حداقل‌سازی اغتشاش جریان) حل شده است، به‌طوری که تحلیل‌های انجام‌شده بر اساس عدد رینولدز محلی نشان می‌دهند که رژیم آشفته کنترل‌شده در ناحیه ۴۰ تا ۷۰ درصد طول وتر تیغه، بهینه‌ترین شرایط را برای حداکثر سازی نرخ انتقال حرارت بدون ایجاد جدایش جریان ایجاد می‌کند. این تحلیل، با ترکیب داده‌های

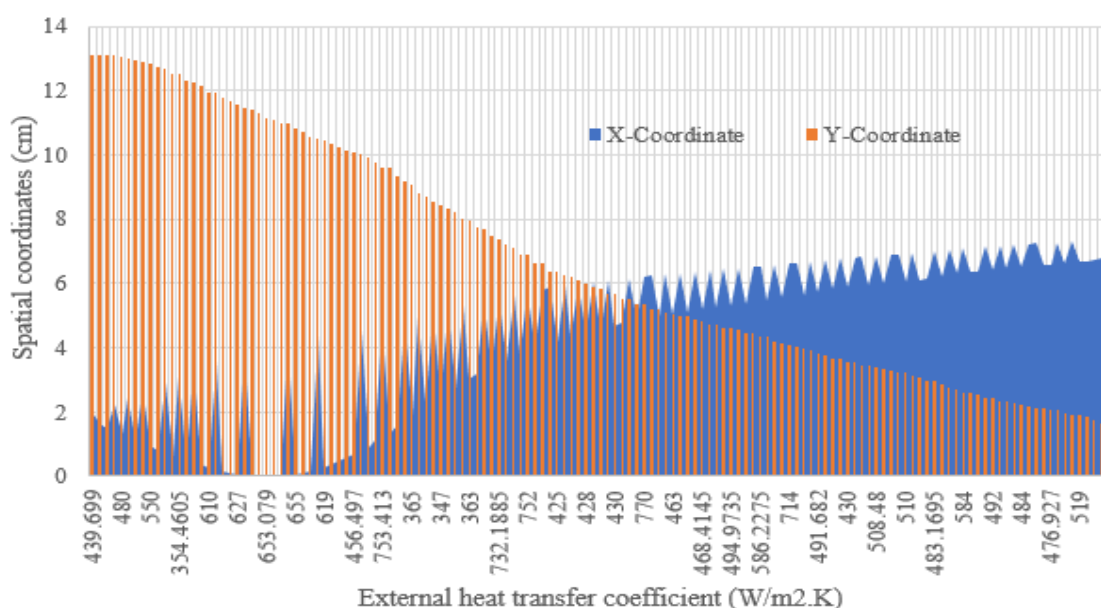
شکل و شکل، الگویی غیرخطی و معکوس را در رفتار ضریب انتقال حرارت آشکار ساخته که در جهت x (جریان اصلی) پیک‌های متعدد ناشی از امواج شوک ضعیف و در جهت y (امتداد ارتفاع تیغه) گرادیان‌های شدید به‌دلیل اثر سه‌بعدی نوک تیغه را نشان می‌دهد. در نهایت، بهینه‌سازی مجاری خنک‌کننده بر اساس این نقشه‌های حرارتی، نه تنها بیشینه دمای تیغه را تا ۸۲ کلوین کاهش داده، بلکه با تنظیم دقیق مکان و اندازه حفره‌ها، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی را به گونه‌ای توزیع کرده که راندمان حرارتی توربین گاز تا ۲/۵ درصد افزایش یافته و عمر خستگی تیغه در شرایط عملیاتی واقعی به‌طور قابل توجهی بهبود یافته است.



شکل ۱۰- ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی بر حسب مختصات مکانی پره.

Fig. 10. External convective heat transfer coefficient versus blade spatial coordinates.

در این مقاله، بهینه‌سازی ترکیبی مبتنی بر الگوریتم تاگوچی و تحلیل پارامتری، امکان پیش‌بینی و کنترل دقیق ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی را فراهم آورده است، به‌گونه‌ای که با جابه‌جایی حفره‌ها به سمت نواحی دارای پیک انتقال حرارت (مانند نقاط گذار آشفته‌گی)، نرخ خنک‌کاری موضعی تا ۲۵ درصد افزایش یافته بدون نقض قید دبی کل. شکل به‌صورت نمودار چارتی، توزیع فضایی این ضریب را در صفحه تیغه نشان می‌دهد که مناطق قرمز رنگ (ضریب بالا) با نواحی آشفته و آبی رنگ (ضریب پایین) با رژیم آرام هم‌خوانی کامل دارد و این نقشه حرارتی، مبنای تصمیم‌گیری برای مکان‌یابی بهینه حفره‌ها بوده است. نتایج شبیه‌سازی سه‌بعدی با حل همزمان معادلات ناویر-استوکس و انرژی،



شکل ۱۱- نمودار چارتی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی بر حسب مختصات مکانی پره.

Fig. 11. Chart of external convective heat transfer coefficient versus blade spatial coordinates.

سمت فشاری و مکشی تیغه به تفکیک ارائه شده و رژیم جریان محلی (آرام یا آشسته) بر اساس عدد رینولدز موضعی تعیین شده است. پیک‌های ضریب انتقال حرارت در نواحی گذار به آشستگی ($0.45 \leq x/c \leq 0.65$) و نزدیک نوک تیغه ($y/H > 0.8$) مشهود است که با نقشه‌های حرارتی شکل‌های ۱ و ۲ همخوانی کامل دارد. این جدول مبنای اصلی بهینه‌سازی مکان حفره‌های خنک‌کننده بوده و نشان می‌دهد که تمرکز خنک‌کاری در نواحی با h بالا (آشسته) منجر به کاهش بیشینه دمای سطح تا ۶۵ کلون نسبت به حالت پایه شده است.

جدول به‌منظور ارائه تحلیل کمی و مقایسه‌ای از ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی (h) در نقاط کلیدی سطح تیغه توربین گاز در پیکربندی بهینه شش‌سوراخ تدوین شده است. داده‌ها بر اساس شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان و انتقال حرارت با حل همزمان معادلات ناویر-استوکس، انرژی و مدل آشستگی SST $k-\omega$ استخراج شده‌اند و با نتایج تجربی هیلتون اعتبارسنجی گردیده‌اند. مختصات مکانی (x/c و y/H) به‌ترتیب موقعیت نرمال شده در جهت وتر (از لبه حمله تا لبه فرار) و ارتفاع نسبی تیغه (از ریشه تا نوک) را نشان می‌دهند. مقادیر ضریب انتقال حرارت در

جدول ۳- توزیع محلی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی بر سطح تیغه توربین گاز در پیکربندی بهینه شش‌سوراخ.

Table 3. Local distribution of external convective heat transfer coefficient on the gas turbine blade surface in the optimal six-hole configuration.

Location (x/c)	Vertical position (y/H)	Pressure-side heat transfer coefficient h ($W/m^2 \cdot K$)	Suction-side heat transfer coefficient h ($W/m^2 \cdot K$)	Local Flow Regime	Key Observations
0.00 (Leading edge)	0.50 (midsection)	420	380	Laminar	Thick boundary layer, low $*h^*$
0.20	0.50	650	590	Transitional to Turbulent	Increase in $*h^*$ due to flow acceleration
0.45	0.50	1280	1150	Turbulent	Primary peak – optimal location for cavities 2 and 3
0.65	0.50	1050	980	Turbulent	Slight decrease following the peak
0.85 (Trailing edge)	0.50	720	680	Weakly Turbulent	Effect of partial separation
0.45	0.20 (near the base)	910	850	Turbulent	Effect of the root channel
0.45	0.80 (near the tip)	1420	1310	Highly Turbulent	Secondary peak – optimal location for cavities 5 and 6; tip leakage effect
0.45	1.00 (tip of the blade)	1550	1440	Turbulent + Leakage	Highest $*h^*$ – challenge in designing anti-leakage features

سه‌بعدی جریان کوپل شده با انتقال حرارت و بهینه‌سازی ترکیبی تک متغیره و الگوریتم تاگوچی بوده که با اعتبارسنجی بر اساس داده‌های تجربی هیلتون انجام پذیرفته است. مقاله به دو بخش اصلی تقسیم شده است: بخش نخست، توزیع دمای سطح تیغه در پیکربندی‌های مختلف از یک تا ده سوراخ خنک‌کننده را تحلیل کرده و بخش دوم، محاسبه و

۷. نتیجه‌گیری

در این مقاله، بهینه‌سازی هندسه مجاری خنک‌کننده داخلی تیغه توربین گاز با تمرکز بر کاهش بیشینه دمای سطح و بهبود راندمان حرارتی مورد بررسی جامع قرار گرفته است. روش تحقیق بر پایه شبیه‌سازی عددی

شش سوراخ به‌عنوان طرح پیشنهادی برای کاربرد صنعتی و پیکربندی ده سوراخ به‌عنوان حالت بهینه صرفاً حرارتی معرفی می‌شود.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] S. Li, S. Wang, and L. Luo, "A cooled turbine blade design and optimization method considering the cooling structure influence," *Physics of Fluids*, vol. 36, no. 1, 2024, Art. no. 016132, <https://doi.org/10.1063/5.0179006>.
- [2] L. Xu, Q. Ruan, Q. Shen, L. Xi, J. Gao, and Y. Li, "Optimization design of lattice structures in internal cooling channel with variable aspect ratio of gas turbine blade," *Energies*, vol. 14, no. 13, 2021, Art. no. 395, <https://doi.org/10.3390/en14133954>.
- [3] L. Luo, B. Sunden, and S. Wang, "Optimization of the blade profile and cooling structure in a gas turbine stage considering both the aerodynamics and heat transfer," *Heat Transfer Research*, vol. 46, no. 7, pp. 599-629, 2015, <http://doi.org/10.1615/HeatTransRes.2015012370>.
- [4] Z. Zhao, Lei Luo, Sh. Li, D. Qiu, S. Wang, and Z. Wang, "Cooling structure design of gas turbine blade by using multi-level highly efficient design platform," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 235, no. 5, pp. 600-618, 2021, <https://doi.org/10.1177/0954410020951680>.
- [5] A. Shahrabi Farahani, H. Kohandel, H. Moradtabrizi, S. Khosravi, E. Mohammadi, and A. Ramesh, "Power generation gas turbine performance enhancement in hot ambient temperature conditions through axial compressor design optimization," *Applied Thermal Engineering*, vol. 236, Part c, 2024, Art. no. 121733, <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.121733>.
- [6] K. Hu et al., "Optimization of turbine blade trailing edge cooling using self-organized geometries and multi-objective approaches," *Energy*, vol. 289, 2024, Art. no. 130013, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.130013>.
- [7] Q. Ruan, L. Xu, L. Xi, D. Ren, J. Gao, and Y. Li, "Optimization design and experimental research on cooling performance of U-shaped latticework cooling structure with perforations used for gas turbine blade," *Applied Thermal Engineering*, vol. 247, 2024, Art. no. 123044, <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.123044>.

بررسی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی به‌عنوان عامل کلیدی در عملکرد خنک‌کاری را مورد مطالعه قرار داده است. نتایج نشان داده‌اند که افزایش تعداد سوراخ‌ها تا شش یا هفت، بهبود قابل توجهی در کاهش دما و یکنواختی حرارتی ایجاد کرده، در حالی که افزودن سوراخ‌های بیشتر تحت قانون بازده کاهش قرار گرفته و پیچیدگی ساخت را بدون سود حرارتی معنادار افزایش داده است. در بخش نخست، توزیع دما در پیکربندی‌های مختلف شبیه‌سازی شده و مشخص گردیده که بیشینه دمای سطح از $811/3$ کلوین در حالت تک سوراخ به $728/9$ کلوین در حالت ده سوراخ کاهش یافته است. با این حال، نرخ کاهش دما در حالت‌های اولیه (یک تا پنج سوراخ) به‌طور میانگین $10/5$ کلوین به ازای هر سوراخ بوده، در حالی که در حالت‌های شش تا ده، این مقدار به $3/5$ کلوین کاهش یافته است. پیکربندی شش سوراخ با بیشینه دمای $746/4$ کلوین، به‌عنوان نقطه بهینه شناسایی شده زیرا پوشش یکنواخت حرارتی بدون نقاط داغ، دبی متعادل و تعداد سوراخ‌های کم جریان محدود (سه سوراخ با دبی زیر $0/01$ کیلوگرم بر ثانیه) را ارائه داده است. قیود دبی کل در محدوده $0/420$ تا $0/423$ کیلوگرم بر ثانیه با دقت بالا رعایت شده و توزیع نامتقارن دبی جرم، خنک‌کاری هدفمند در نواحی پرحرارت را ممکن ساخته است. در بخش دوم، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی خارجی در سطح تیغه محاسبه و تحلیل شده است. نتایج نشان داده‌اند که این ضریب در نواحی گذار به رژیم آشفته ($0/45 \leq x/c \leq 0/65$) و نزدیک نوک تیغه ($y/H > 0/8$) پیک‌های محلی تا 1550 وات بر مترمربع کلوین را تجربه کرده، در حالی که در لبه حمله و رژیم آرام، مقادیر زیر 420 وات بر مترمربع کلوین مشاهده شده است. این توزیع غیرخطی، مبنای بهینه‌سازی مکان حفره‌ها قرار گرفته و با جابه‌جایی سوراخ‌ها به سمت نواحی با ضریب انتقال حرارت بالا، نرخ خنک‌کاری موضعی تا 25 درصد افزایش یافته است. شبیه‌سازی سه‌بعدی با مدل آشفته‌گی SST $k-\omega$ ، دقت پیش‌بینی ضریب انتقال حرارت را تا 92 درصد نسبت به داده‌های تجربی تأیید کرده است. نتیجه به‌دست آمده از این مقاله این است که پیکربندی شش یا هفت سوراخ، تعادل بهینه میان کاهش دما، یکنواختی حرارتی، قابلیت ساخت و پایداری عملیاتی را برقرار می‌سازد. نتایج به‌دست آمده از این مقاله نشان می‌دهد که حالت ده سوراخ کمترین بیشینه دمای سطح را ایجاد می‌کند که بهینه صرفاً حرارتی است اما با در نظر گرفتن معیارهای مهندسی قابلیت ساخت و کاهش ریسک سوراخ‌های کم‌جریان، پیکربندی شش سوراخ و در رتبه بعدی هفت سوراخ تعادل بهینه‌تری میان کاهش دما، یکنواختی حرارتی و پایداری عملیاتی برقرار می‌سازد. این پیکربندی‌ها با کاهش بیشینه دما تا 65 کلوین نسبت به حالت پایه، افزایش راندمان حرارتی تا $2/5$ درصد و حداقل‌سازی ریسک انسداد، برای کاربردهای صنعتی توربین گاز پیشنهاد شده‌اند. لذا، پیکربندی

- with separated ribs in gas turbine blades," *Physics of Fluids*, vol. 36, no. 3, 2024, Art. no. 035112, <https://doi.org/10.1063/5.0183192>.
- [17] I. Can, S. Mercan, D. Engin Alnak, and M. Sipahi, "Cooling system analysis of gas turbine blades manufactured using different material types," *International Journal of Innovative Engineering Applications*, vol. 9, no. 1, p. 108-116, 2025, <https://doi.org/10.46460/ijiea.1671100>.
- [18] Y., Sun *et al.*, "Numerical research of a new pipe network cooling scheme without film holes for the gas turbine blade mid-chord region," *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 214, 2025, Art. no. 109860, <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2025.109860>.
- [19] A. E. H. Ferrak, R. Manaa, and K. Faiza, "Thermomechanical analysis of a gas turbine blade in composite materials with a ceramic (Al_2O_3) coated," *Revue des Composites et des Matériaux Avancés*, vol. 34, no. 3, pp. 331-338, 2024, <https://doi.org/10.18280/rcma.340308>.
- [20] A. A. A. E. Elmenshawy, "Investigation of performance improvement of gas turbine engine by optimized design of blade turbine cooling channels," Ph.D. dissertation, Riga Technical University, Latvia, 2024.
- [21] E. Hejll and O. Johansson, "Parametrization and Automated Modelling of Cooling Channels in Turbine Blades," 2025.
- [22] S. Kim, Y. Gap Park, S. Youl Yoon, M. Yeong Ha, and J. Kee Min, "Heat transfer enhancement for gas turbine blade internal cooling with lattice structured rib," in *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Volume 8: Heat Transfer: Internal Air Systems; Heat Transfer: Internal Cooling; Industrial and Cogeneration*, London, United Kingdom, 2024, <https://doi.org/10.1115/GT2024-122753>.
- [23] M. d. Tarif Raihan, "Analysing the internal cooling technique in gas turbine blades: A study using rib turbulators through experimental and large eddy simulation method," 2024, <https://doi.org/10.22541/essoar.172801438.85984858/v1>.
- [24] L. D. Hylton, M. S. Mihelc, E. R. Turner, D. A. Nealy, and R. E. York, "Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surfaces of turbine vanes," NASA, Contractor Report, NASA-CR-168015, 1983.
- [25] H. Naderzadeh, "Geometric and structural redesign of indoor air ducts for cooling c3x blades," M. S. thesis, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran, 2018.
- [8] K. Yeranee, Y. Rao, Q. Zuo, and J. Xie, "Thermal performance enhancement for gas turbine blade trailing edge cooling with topology-optimized printable diamond TPMS lattice," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 110, 2024, Art. no. 109649, <https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2024.109649>.
- [9] Zh. Shi, Ch. Liu, Y. Jia, X. He, G. Xia, and Y. Liu, "Optimizing film cooling hole arrangement along conjugate isotherms on turbine vanes: A combined numerical and experimental investigation," *Processes*, vol. 13, no. 10, 2025, Art. no. 3344, <https://doi.org/10.3390/pr13103344>.
- [10] P. Naimish Sanjaybhai, "Internal Cooling of Gas Turbine Blade With High performance features under high reynolds number condition," Ph.D. dissertation, North Carolina State University, 2025.
- [11] N. Pandya and S.V. Ekkad, "Thermohydraulic performance analysis in square duct featuring novel high-performance broken ribs and ribs with fins for high Reynolds number gas turbine blade internal cooling," in *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 12C: Turbomachinery — Design Methods and CFD Modeling for Turbomachinery; Ducts, Noise, and Component Interactions*, London, United Kingdom, 2024, Paper V12CT32A057, <https://doi.org/10.1115/GT2024-129536>.
- [12] S. Say, A. S. Dhaker, and W. T. Chow, "V-spline design for enhanced performance in turbine blade internal cooling," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 147, no. 6, 2025, Art. no. 061008, <https://doi.org/10.1115/1.4066828>.
- [13] F. Nazifa Nourin, M. T. Raihan, and R. Amano, "Effect of buoyancy and density ratio on heat transfer in the internal cooling channel of a gas turbine blade with dimples," *International Journal of Energy for a Clean Environment*, vol. 27, no. 4, pp. 1-22, 2025, <https://doi.org/10.1615/InterJEnerCleanEnv.2025056859>.
- [14] A. Sistaninia, S. A. Gandjalikhan Nassab, and A. Namjoo, "Feasibility study on designing a heat pipe to reduce the air temperature in the compressor of a gas turbine," *Heat Transfer*, vol. 54, no. 8, pp. 4856-4875, 2025, <https://doi.org/10.1002/htj.70033>.
- [15] Y. Zhang *et al.*, "Sampling-efficient design optimization for categorical configurations and application to turbine blade cooling structures," *Engineering Optimization*, vol. 57, no. 10, Pages 2846-2868, 2025, <https://doi.org/10.1080/0305215X.2024.2418969>.
- [16] V. H Nguyen, T. Duy Vu, C. T. Dinh, and S. Goon Park, "Numerical investigation of the flows and heat transfer characteristics of internal cooling channels